

IDENTIFIZIERUNG DIMENSIONIERENDER LASTFÄLLE AUF EBENE FINITER ELEMENTE AN EINER NURFLÜGELSTRUKTUR IM VERGLEICH ZUR SCHNITTLASTMETHODE

M. Herberhold,

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Berliner Tor 5, 20099 Hamburg

A.Voß, K. Bramsiepe,

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., Institut für Aeroelastik, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Zusammenfassung

Diese Arbeit entwickelt, implementiert und testet eine auf der Finite-Elemente-Analyse aufbauende Methode zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle und vergleicht diese mit der klassischen Identifizierung durch die Schnittlastmethode. Für den Vergleich werden beide Methoden in den Vorentwurfsprozess des Nurflügels MULDICON implementiert. Es wird vermutet, dass die Schnittlastmethode an der unbestimmten, flächigen Struktur eines Nurflügels nicht alle dimensionierenden Lastfälle erkennt. Dies konnte nicht bestätigt werden, beide Methoden identifizieren alle dimensionierenden Lastfälle. Jedoch wertet die neue Methode die Lastfälle detaillierter aus und ist dabei unabhängig von der Form der Struktur. Außerdem bietet sie weitreichende Visualisierungs- und Interpretationsmöglichkeiten, die es beispielsweise möglich machen, im Vorentwurfsprozess Lastpfade darzustellen und hochbelastete Strukturbereiche zu erkennen.

Stichworte

Dimensionierende Lastfälle, Faserverbundwerkstoffe, Finite-Elemente-Methode, Lastanalyse, MULDICON, Nurflügel, Schnittlasten, Schnittlastmethode, Strukturoptimierung, Versagensindizes, Vorentwurf

1. EINLEITUNG

Im Rahmen der Projekte Mephisto und Diabolo des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) wird die unbemannte Nurflügelkonfiguration MULDICON [1], [2] untersucht. Es handelt sich um einen vollständig aus Faserverbund bestehenden Nurflügel mit einer Spannweite von 15,375 m und einer Flügelfläche von 77,8 m² (siehe Abbildung 1-1). Die Abkürzung MULDICON steht für „MULTi-Disciplinary-CONfiguration“. Das Institut für Aeroelastik des DLRs in Göttingen beschäftigt sich mit dem Vorentwurfsprozess und der aeroelastischen Modellbildung der MULDICON.

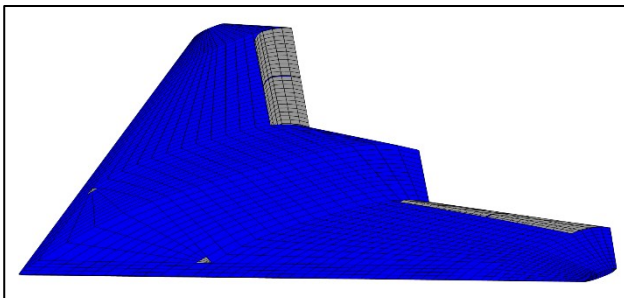


Abbildung 1-1 Modell der MULDICON

Um Rechenkapazität und Zeit zu sparen, ist es im Vorentwurfsprozess sinnvoll und meist sogar notwendig, die Anzahl der in den Entwurf einfließenden Lastfälle zu reduzieren. Deshalb wird versucht, im Vorentwurf nur dimensionierende Lastfälle [3] zu betrachten.

An Drachenkonfigurationen wird zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle die Schnittlastmethode [1], [3], [4] verwendet. Mit Hilfe von Hüllkurven identifiziert diese an mehreren Stellen der Flugzeugstruktur die Lastfälle als dimensionierend, welche die maximalen Schnittlasten verursachen. Im Gegensatz zu den balkenähnlichen Strukturen hoher Streckung der Drachenkonfiguration sind bei den komplexen Strukturen geringer Streckung der Nurflügelkonfigurationen [5] die Lastpfade oftmals nicht eindeutig. Dies führt dazu, dass es nicht möglich ist, von den Schnittlasten auf die in der Struktur herrschenden Spannungen zu schließen. Ohne Kenntnis über diesen Zusammenhang ist die Repräsentation des sich in der Struktur ausbildenden Spannungszustandes durch Schnittkräfte eine große Vereinfachung, bei der wichtige Informationen verloren gehen könnten. Es ist möglich, dass Lastfälle, die nur in lokalen Bereichen der Nurflügelstruktur dimensionierend sind, aber keine großen Schnittlasten erzeugen, von der Schnittlastmethode übersehen werden. Wenn solch ein Lastfall übersehen wird, könnte es im schlimmsten Fall zum unerwarteten lokalen Versagen der Struktur kommen, in jedem Fall würde aber die Qualität des Vorentwurfs sinken. Außerdem ist es in statisch unbestimmten Teilen der Struktur, wie beispielsweise dem Rumpfbereich, oftmals gar nicht möglich, Schnittlasten zu bestimmen.

Deshalb ist das Ziel dieser Arbeit, eine neue Methode zur Bestimmung dimensionierender Lastfälle zu entwickeln, zu implementieren und zu testen. Die neue Methode soll auf der Finite-Elemente-Analyse aufbauen und die Lastfälle direkt aus den Spannungen auf Ebene der finiten Elemente bestimmen. Dabei soll jedes Element in die Identifizierung einfließen. Zur Interpretation der Elementspannungen sollen Faserverbund-Versagenshypothesen verwendet

werden. Die Methode soll an der Nurflügelkonfiguration MULDICON mit einem Set an Manöverlastfälle getestet und mit der Schnittlastmethode verglichen werden. Außerdem ist die Methode so umzusetzen, dass sie sich in den MONA-Vorentwurfsprozess [1], [6], [7] des DLRs einfügt. Der MONA-Vorentwurfsprozess soll dann genutzt werden, um eine Testoptimierung mit der neuen Methode durchzuführen und diese mit einer Optimierung unter Verwendung der klassischen Schnittlastmethode zu vergleichen.

Diese Arbeit ist eine Zusammenfassung der gleichnamigen 2020 an der HAW Hamburg publizierten Bachelorarbeit [8], [9] und gliedert sich in sechs Kapitel: Nach der Einleitung werden im zweiten Kapitel zunächst die Schnittlastmethode und ihre Probleme an Nurflügeln erläutert und es wird eine neue Methode zur Bestimmung dimensionierender Lastfälle auf Ebene der finiten Elemente entwickelt. Kapitel 3 beschreibt den für die MULDICON verwendeten Vorentwurfsprozess MONA, gefolgt von einer Modellbeschreibung der MULDICON und einer Erläuterung der untersuchten Lastfälle in Kapitel 4. In Kapitel 5 wird die Methode auf Ebene der finiten Elemente an der MULDICON getestet, auf Plausibilität geprüft und mit der Schnittlastmethode verglichen. Zuletzt wird eine Strukturoptimierung der MULDICON mit beiden Methoden durchgeführt und die Ergebnisse werden gegenübergestellt. Zum Abschluss der Arbeit fasst Kapitel 6 die Erkenntnisse zusammen und formuliert einen Ausblick.

2. DIE AKTUELLE UND DIE NEUE METHODE ZUR BESTIMMUNG DIMENSIONIERENDER LASTFÄLLE

Ein dimensionierender Lastfall ist im Flugzeugbau laut Wright und Cooper [3] ein Lastfall, der die Dimensionen eines Teils der Flugzeugstruktur diktiert. Dies bedeutet, dass ein dimensionierender Lastfall in einem Teil der Struktur die maximale Belastung erzeugt und somit die minimal zur Verhinderung des Versagens der Struktur notwendigen Strukturdimensionen festlegt. Im selben Strukturbereich können dabei mehrere Lastfälle unterschiedliche maximale Belastungen erzeugen, die jeweils andere Strukturdimensionen bestimmen.

Ist es möglich, alle dimensionierenden Lastfälle zu identifizieren, müssen ausschließlich diese Lastfälle im Flugzeugentwurf beachtet werden. Alle anderen Lastfälle bestimmen keine der Strukturdimensionen. Dies senkt den Arbeits- und Zeitaufwand eines Entwurfes. Welche Belastungen maximal sind und welche Strukturdimensionen von diesen abhängen ist aber bei komplexen Strukturen meist nicht eindeutig und das Übersehen eines dimensionierenden Lastfalls verringert die Qualität des Entwurfs und kann zum unerwarteten Versagen der Struktur führen. Nichtsdestotrotz überwiegt im Flugzeugvorentwurf der Vorteil der immensen Zeitersparnis gegenüber dem Risiko, welches aufgrund der bei der Umsetzung des Entwurfes stattfindenden rigorosen Überprüfung der Strukturdimensionen gering ist.

2.1. Bestimmung dimensionierender Lastfälle nach der Schnittlastmethode

Der klassische Flugzeugvorentwurf nutzt die Schnittlastmethode [1], [3], [4], [10]–[13] zur Bestimmung dimensionierender Lastfälle. Für die Schnittlastmethode ist es zunächst notwendig, die Schnittlasten jedes Lastfalls an mehreren über die Flugzeugstruktur verteilten Schnitten zu bestimmen. Die Schnittlasten jedes Lastfalls eines Schnittes werden dann in mehreren zweidimensionalen Graphen dargestellt, wobei jeder Graph zwei der Schnittlastkomponenten enthält. Die sich so ergebenden Punktwolken werden mit einer konvexen Hüllkurve (Envelope) umgeben (siehe Abbildung 2-1). Alle auf der Envelope liegenden Schnittlasten sind Maximal- und Minimalwerte, und zwar nicht nur einer Schnittlastkomponente, sondern zweier kombinierter Schnittlastkomponenten. Die Lastfälle, welche die auf der Envelope liegenden Schnittlasten erzeugen, werden als dimensionierende Lastfälle identifiziert. Dieser Vorgang wird an allen Schnitten wiederholt.

Möchte man alle Kombinationen der sechs Schnittlasten eines Schnittes darstellen, ergeben sich 15 Enveloppen. Nicht in allen Flugzeubereichen sind alle Schnittlasten relevant, beispielsweise sind im Flügelbereich nur die Querkraft in Höhenrichtung F_z , das Biegemoment M_x und das Torsionsmoment M_y entscheidend. Dies reduziert die Anzahl der nötigen Enveloppen in diesem Bereich auf lediglich drei. Auch bei der Anwendung der Schnittlastmethode in dieser Arbeit werden nur die drei genannten Schnittlasten betrachtet.

Die Bestimmung der Schnittlasten und das Erstellen der Schnittlastenveloppen ist heutzutage hochautomatisiert und oftmals direkt in die Lastanalyse eingebaut. Die Schnittlastmethode ist in der Lage, tausende Lastfälle in wenigen Minuten zu verarbeiten.

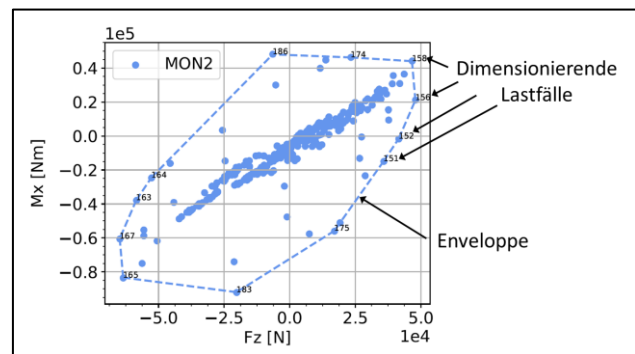


Abbildung 2-1 Identifizierung dimensionierender Lastfälle nach der Schnittlastmethode

2.2. Probleme der Schnittlastmethode

Die Schnittlastmethode beruht auf langer Erfahrung und hat sich an klassischen Drachenkonfigurationen (siehe Abbildung 2-2) sehr bewährt. Laut Wright und Cooper [3] sind in den Flügeln hoher Streckung und dem schlanken Rumpf solcher Konfigurationen die Lastpfade eindeutig und es kann direkt von den Schnittlasten auf die in der Struktur herrschenden Spannungen geschlossen werden. Außerdem kann man bei neuen Entwürfen kritische Stellen

meist vorhersagen und die Schnitte der Schnittlastmethode direkt in diese Stellen legen. Hierdurch ist mit hoher Sicherheit davon auszugehen, dass die Schnittlastmethode alle dimensionierenden Lastfälle erkennt.

An gedungenen oder flächigen Flugzeugkonfigurationen wie den Nurflügelkonfigurationen (siehe Abbildung 2-2) könnte die Schnittlastmethode an ihre Grenzen stoßen. An den komplexen Strukturen geringer Streckung der Nurflügelkonfigurationen sind die Lastpfade meist nicht eindeutig und dementsprechend ist auch der Schluss von den Schnittlasten auf die Spannungen innerhalb der Struktur nicht möglich. Weiterhin sind die Strukturen gerade im Rumpfbereich oftmals mehrfach unbestimmt, die Repräsentation des dort herrschenden komplexen Belastungszustandes durch wenige auf der Flügelmittellachse liegende Schnittlastkomponenten ist eine extreme Vereinfachung, bei der viele entscheidende Informationen verloren gehen könnten [3]. Auch kann bei Nurflügelkonfigurationen nicht auf lange Erfahrung zurückgegriffen werden. Kritische Stellen innerhalb der Struktur sind im Vorentwurf meist unbekannt und die Schnitte der Schnittlastmethode können nicht auf diese angepasst werden. Außerdem ist es in statisch unbestimmten Teilen der Nurflügelkonfigurationen, wie beispielsweise dem Rumpfbereich, oftmals gar nicht möglich Schnittlasten zu bestimmen. Insgesamt könnte dies dazu führen, dass die Schnittlastmethode Lastfälle übersieht, die nur lokal dimensionierend sind, was die Qualität eines mit Hilfe der Schnittlastmethode erstellten Vorentwurfes stark senken würde.

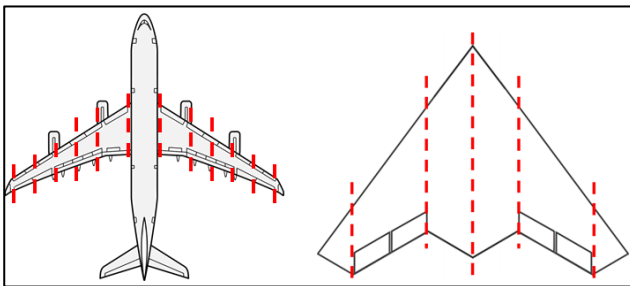


Abbildung 2-2 Links: Airbus A340 als Beispiel einer klassischen Drachenkonfiguration [14], Rechts: MULDICON als Beispiel einer Nurflügelkonfiguration

Um die vermuteten Mängel der Schnittlastmethode näher zu untersuchen und letztendlich zu umgehen, entwickelt Huxel [10] 2019 drei neue Verfahren zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle und vergleicht sie mit der Schnittlastmethode. Die Verfahren basieren weiterhin auf der Identifizierung der Lastfälle durch Enveloppen und betrachten auch weiterhin Schnitte der Struktur. Allerdings werden dabei keine Schnittkräfte betrachtet, sondern die Knotenkräfte, Elementkräfte und Elementdehnungen der direkt am Schnitt gelegenen Elemente und Knoten.

Die Verfahren funktionieren und identifizierten alle dimensionierenden Lastfälle. Insgesamt identifizieren sie bis zu dreimal so viele Lastfälle wie die Schnittlastmethode. Huxel kommt in Ihrer Arbeit zu dem Schluss, dass die weiteren von den neuen Methoden identifizierten Lastfälle einen Mehrwert darstellen, die Schnittlastmethode aber weiterhin ausreichend ist. Sie schlägt vor, die neuen Methoden und die Schnittlastmethode an weiteren Flugzeugmodellen zu testen, um sicherzugehen, dass die

Schnittlastmethode auch dort ausreichende Ergebnisse liefert. Huxels Erkenntnisse sind für diese Arbeit sehr relevant, da die Themen nahe beieinander liegen und beide Arbeiten die Nurflügelkonfiguration MULDICON untersuchen.

2.3. Bestimmung dimensionierender Lastfälle auf Ebene der finiten Elemente

Aufgrund der möglichen Probleme der Schnittlastmethode und der nicht eindeutigen Ergebnisse der Untersuchungen Huxels [10] entwickelt und untersucht diese Arbeit eine weitere alternative Methode zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle.

Die neue Methode baut auf der Finite-Elemente-Methode (FEM) auf und soll die Lastfälle direkt aus den Spannungen auf Ebene der finiten Elemente identifizieren. Zunächst werden durch eine Finite-Elemente-Analyse für jeden Lastfall alle Spannungen in jedem Element berechnet. Aus diesen Spannungen und den Materialeigenschaften des Elements werden mit Hilfe einer passenden Versagenshypothese Versagensindizes berechnet. Die Methode vergleicht die Versagensindizes aller Lastfälle innerhalb eines Elements und der Lastfall, welcher den elementweit maximalen Versagensindex erzeugt, wird als dimensionierender Lastfall identifiziert. Dieser Vorgang wird in allen Elementen des Modells wiederholt und die als dimensionierend identifizierten Lastfälle werden gesammelt (siehe Abbildung 2-3). Ob ein Lastfall in nur einem oder in mehreren Elementen als dimensionierend identifiziert wird, ist nicht relevant. Die neue Methode wird im Folgenden als Methode auf Ebene der finiten Elemente bezeichnet.

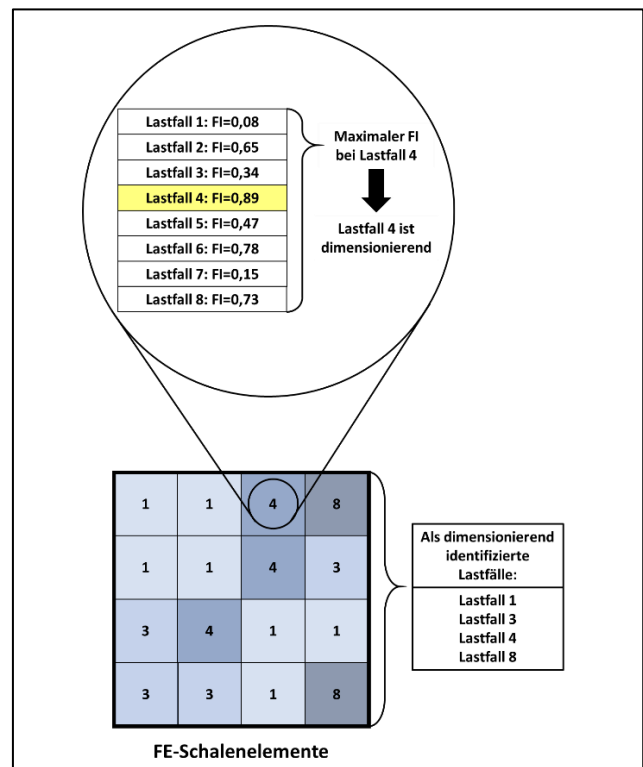


Abbildung 2-3 Schematische Darstellung der Identifizierung der dimensionierenden Lastfälle auf Ebene der finiten Elemente

Die Methode auf Ebene der finiten Elemente sollte gegenüber Schnittlastmethode einige Vorteile bieten: Der Hauptvorteil ist, dass die in der Struktur herrschenden Spannungszustände direkt in die Ermittlung der dimensionierenden Lastfälle einfließen und nicht vorher zu Schnittlasten abstrahiert werden. Weiterhin wird durch den Austausch der Identifizierung der Lastfälle anhand von Enveloppen durch die Identifizierung anhand von Versagenshypothesen eine rein graphische Identifizierung durch die physikalische Interpretation der tatsächlich herrschenden Spannungszustände ersetzt. Außerdem sollte die Methode allgemeingültiger sein, da die Qualität der Ergebnisse nicht mehr von der „Balkenähnlichkeit“ der Struktur abhängt. Die Betrachtung jedes Elements sollte zusätzlich dazu führen, dass die Methode auch nur lokal dimensionierende Lastfälle erkennt. Dadurch sollte sich die Anzahl der identifizierten Lastfälle erhöhen. Insgesamt sollte die Identifizierung dimensionierender Lastfälle detaillierter, physikalischer und realitätsnäher werden.

Auch entfällt die Platzierung und Modellierung von Schnitten. Die Darstellung der elementweise dimensionierenden Lastfälle und der elementweise maximalen Versagensindizes könnte außerdem interessante Einblicke in das Verhalten der Struktur geben und eventuell sogar Lastpfade sichtbar machen. Der maximale Versagensindex, bei dem ein Lastfall identifiziert wurde, könnte auch eine Aussage über die Relevanz des Lastfalls ermöglichen.

Jedoch sind auch bereits mögliche Nachteile erkennbar: Rein technisch sollte die Methode umsetzbar sein, es müssen aber in jedem Fall große Datenmengen berechnet, verarbeitet und interpretiert werden. Dadurch könnte die Methode sehr aufwendig werden und lange Rechenzeiten benötigen.

Die hier vorliegende Arbeit setzt die Methode auf Ebene der finiten Elemente um und erprobt sie anhand der aus Faserverbunden bestehenden Nurflügelkonfiguration MULDICON. Faserverbundwerkstoffe machen es möglich, die Methode noch zu erweitern, da hier für jede Schicht innerhalb jedes Elements die Spannungen berechnet werden können und dementsprechend auch für jede Schicht ein dimensionierender Lastfall bestimmt werden kann. Aufgrund der unterschiedlichen Ausrichtungen und des anisotropen Materialverhaltens der Einzelschichten ist es wahrscheinlich, dass die verschiedenen Schichten innerhalb eines Elements unterschiedliche Lastfälle als dimensionierend identifizieren. Somit könnte sich ein noch differenzierteres Bild der dimensionierenden Lastfälle ergeben. Jedoch ist es auch notwendig, eine größere Datenmenge zu verarbeiten. Diese Arbeit bestimmt die dimensionierenden Lastfälle sowohl elementweise als auch schichtweise und vergleicht die Ergebnisse. Zur Differenzierung der Vorgehensweisen werden die Methoden im Folgenden als schichtweise Methode und als elementweise Methode bezeichnet.

3. PARAMETRISCHER VORENTWURFSPROZESS MONA

Zur Auslegung der MULDICON-Nurflügelkonfiguration wird der parametrische Vorentwurfsprozess MONA [1], [6], [7], [15] verwendet. Dieser DLR-interne Prozess setzt sich aus den drei Programmen ModGen, MSC.Nastran und

LoadsKernel zusammen. Wie in Abbildung 3-1 gezeigt kann der Prozessablauf in drei Hauptschritte unterteilt werden.

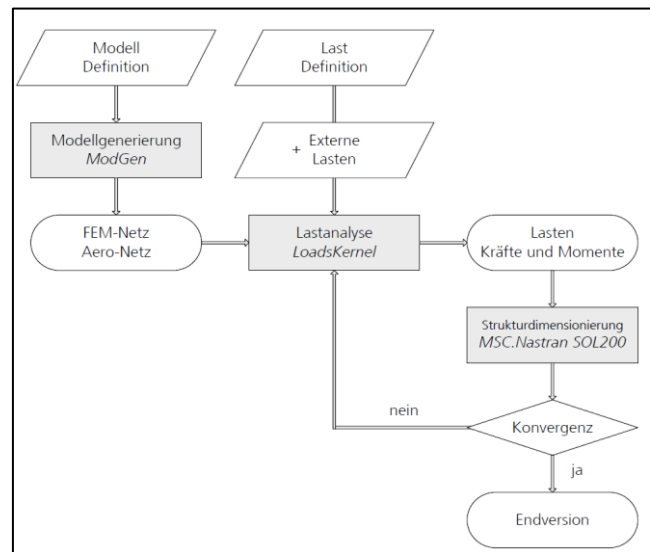


Abbildung 3-1 Ablauf des Vorentwurfsprozesses MONA [1]

Im ersten Schritt wird mit Hilfe des DLR internen Tools ModGen ein parametrisches Finite-Elemente-Modell (FE-Modell) und ein Aerodynamikmodell der MULDICON generiert. Hierfür muss dem Tool die grundlegende Geometrie der Flugzeugkonfiguration übergeben werden. Dies beinhaltet den Grundriss, aerodynamische Flügelprofile und ihre Position, die Geometrie der in den Flügeln liegenden Biegetorsionskästen, sowie die Dimensionen der Treibstofftanks und die Position von Systemmassen. ModGen nutzt diese Eingabedaten, um mittels analytischer Funktionen die Flugzeuggeometrie in einem FE-Modell nachzubilden. Zusätzlich ist die Software in der Lage, eine Vielzahl anderer Modelle zu erzeugen. Beispielsweise kann sie Massenmodelle erstellen, die sowohl die Strukturmassen als auch die Systemmassen enthalten. Für Flügel, Leitwerke und Rumpf können aerodynamische Gitter zur Verwendung im aerodynamischen Panel-Verfahren generiert werden und auch die Erstellung von Optimierungsmodellen mit frei wählbaren Zielfunktionen, Entwurfsvariablen und Restriktionen ist möglich.

Mit dem zweiten Schritt, der Lastanalyse, beginnt ein iterativer Ablauf. Für die Lastanalyse wird das ebenfalls DLR interne Tool LoadsKernel [4], [16], [17] genutzt. Dieses ist in der Lage, die auf eine Flugzeugstruktur wirkenden Lasten zu berechnen. Hierfür benötigt der LoadsKernel ein aerodynamisches und ein strukturelles Gitter, sowie die Steifigkeits- und Massenmatrizen des Flugzeugs. Außerdem ist es notwendig, die zu untersuchenden Lastfälle zu definieren. In jedem Lastfall werden unter anderem das zu untersuchende Flugmanöver, der Beladungs- und Betankungszustand des Flugzeuges und die Umgebungsbedingungen festgelegt. Aus den Eingaben werden für jeden Lastfall die Trägheitslasten und die aerodynamischen Lasten unter Annahme einer elastischen Struktur berechnet. In einem Nachbearbeitungsschritt werden dann die dimensionierenden Lastfälle mit Hilfe der Schnittlastmethode (Siehe Kapitel 2.1) bestimmt.

Im dritten und letzten Schritt fließen die dimensionierenden Lastfälle und ein ebenfalls von ModGen generiertes Optimierungsmodell in die Strukturdimensionierung mit der MSC.Nastran SOL200 (Designoptimierung) ein. Diese nutzt eine linear statische Analyse und einen gradientenbasierten Optimierungsalgorithmus [18], um eine möglichst leichte Struktur zu finden, welche weiterhin den dimensionierenden Lastfällen widerstehen kann. Diese dimensionierte Struktur besitzt nun andere Steifigkeiten und Massen, was zu kleinen Änderungen der in der Struktur herrschenden Lasten führt. Um diese zu berücksichtigen, muss der LoadsKernel die Lasten erneut berechnen und es muss eine weitere Iteration durchgeführt werden. Der iterative Prozess wird beendet, sobald ein Modell gefunden wurde, dessen Masse sich über mehrere Iterationen nur noch geringfügig ändert. Das finale Modell kann dann für weitere Untersuchungen und Rechnungen genutzt werden. Eine detailliertere Beschreibung der Einzelschritte findet sich in [8], [9].

4. SIMULATIONSMODELL DER MULDICON

Die Geometrie der MULDICON [1], [2], [10] (Siehe Abbildung 4-1) beruht auf einer Studie zur Erstellung einer stark gepfeilten, hoch agilen Nurfügelkonfiguration mit guten aerodynamischen Eigenschaften und einem geringen Radarquerschnitt. Sie besitzt einen Lambdaflügel mit parallelen Hinterkanten und einer Spannweite von 15,38 m. Die Flügelfläche beträgt 77,75 m². Auf der Mittelachse des Flugzeuges liegt das Triebwerk mit Lufterlass und Luftauslass auf der Oberseite. Links und rechts des Triebwerkes befinden sich interne Laderäume. Die drei Fahrwerke sind einziehbar und liegen vor dem Triebwerk und neben den Laderäumen. Die Treibstofftanks liegen im vorderen Teil der Struktur und werden durch die Rippen in einzelne Segmente unterteilt. Die Struktur besitzt vierzehn Rippen und drei Holme. Im Mittelteil der Struktur werden die Holme durch das Triebwerk und die Laderäume unterbrochen und dort durch Gurte und zusätzliche Stringer ersetzt. Auf allen Häuten, Rippen und Holmen sind versteifende Stringer angebracht, die ein mögliches Beulen verhindern sollen. Die gesamte Struktur ist aus kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff aufgebaut. Die hierbei verwendete unidirektionale Schicht hat typische projektintern festgelegte Parameter [1]. Alle Lamine besitzen 20 Schichten, sind symmetrisch und bestehen nur aus 90°-±45°- und 0°-Schichten. Für die Rippen, Häute und Holme wird jeweils ein angepasster Laminataufbau gewählt, für eine genauere Beschreibung siehe [8], [9]. Die Struktur ist aus CQUAD4-Elementen aufgebaut, für dreieckige Elemente werden CTRIA3-Elemente verwendet. Die Materialeigenschaften werden schichtweise modelliert.

Das Massenmodell der MULDICON enthält alle Struktur und Systemlasten (siehe Abbildung 4-2). Wie in den Zulassungsvorschriften der CS-25 [19] vorgeschrieben, ist es möglich, verschiedenen Beladungs- und Betankungszustände zu simulieren. Die Systemmassen werden zu Punktmassen zusammengefasst und an die Struktur angebunden. Die Strukturmassen werden direkt aus der Materialdichte und der Dicke der finiten Elemente berechnet.

Das Aerodynamikmodell ist ein Panel-Modell [20] (siehe Abbildung 4-2). Es erlaubt eine schnelle Berechnung der aerodynamischen Lasten für subsonische Flugmanöver.

Eine Fläche aus 1248 zweidimensionalen Panels modelliert das Flugzeug. Die aerodynamischen Kräfte werden über Kopplungspunkte auf die Unterseite der Struktur übertragen. Um die Lasten ohne unrealistische Spannungsspitzen in die Struktur einzuleiten, liegen die Kopplungspunkte auf den Schnittpunkten zwischen der Haut und den Rippen oder Holmen.

Eine genaue Beschreibung des Modells findet sich in Bramsiepe [1]. Seitdem wurde die Struktur leicht angepasst, alle vorgenommenen Änderungen sind in Bramsiepe et al. [1] beschrieben. Außerdem wurde die MULDICON bereits mit Hilfe der klassischen Schnittlastmethode optimiert und war in Huxel [10] bereits Testmodell für drei neue Methoden zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle. Die MULDICON ist als Modell einer Nurfügelstruktur mit ausreichendem Detailgrad und einer großen Menge Vergleichsdaten sehr gut geeignet, um die Methoden auf Ebene der finiten Elemente zu testen.

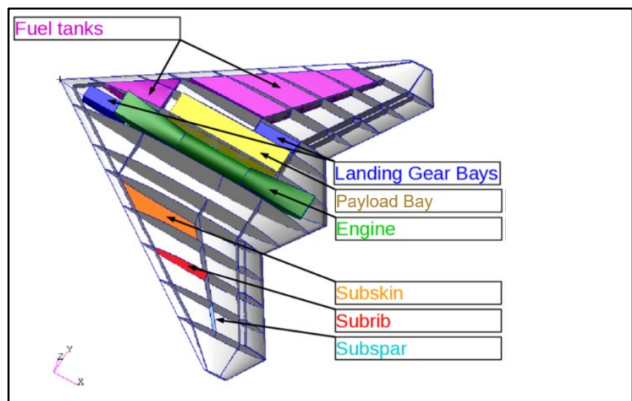


Abbildung 4-1 Struktur der MULDICON [1]

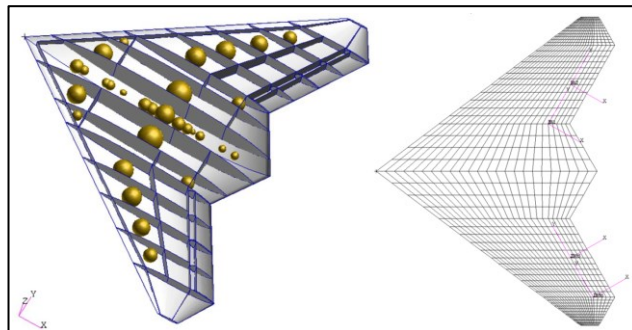


Abbildung 4-2 Links: Darstellung der Systemmassen der MULDICON [1], Rechts: Aerodynamikmodell der MULDICON [1]

4.1. Lastenrechnung

Das zu untersuchende Lastfallset besteht ausschließlich aus Manöverlastfällen. Diese werden durch den LoadsKernel aus vorgegebenen Manövern berechnet. Insgesamt werden 306 Manöver untersucht. Diese Lastfälle sind die Manöverlastfälle, welche bereits verwendet wurden, um die Struktur der hier untersuchten MULDICON zu optimieren [1]. Der größte Teil der Manöver stammt aus der Manöver-Envelope der CS-25 [19]. Es werden die symmetrischen Manöver Level-Flight, Pull-Up und Push-Down betrachtet. Die Manöver finden bei der Reisefluggeschwindigkeit V_c und Sturzfluggeschwindigkeit

V_D statt. Außerdem werden fünf verschiedene Flughöhen und neun verschiedene Massenkonfigurationen betrachtet. So ergeben sich 270 Lastfälle, die im Folgenden als symmetrische Lastfälle bezeichnet werden. Die übrigen 36 Lastfälle sind von Airbus Defence and Space (Airbus D&S) bereitgestellte Designmanöver und werden als Designlastfälle bezeichnet. Diese Manöver werden mit einer Masenkonfiguration auf Meereshöhe simuliert und enthalten verschiedene Rollgeschwindigkeiten und -beschleunigungen bei Lastvielfachen n_z zwischen -1,8 und 4,5. Eine detailliertere Auflistung der Manöver und Massenkonfigurationen findet sich in [8], [9].

5. AUSWERTUNG UND VERGLEICH DER ALS DIMENSIONIEREND IDENTIFIZIERTEN LASTFÄLLE

Die schichtweise und die elementweise Methode sind trotz der großen Datenmengen an der MULDICON umsetzbar und benötigen insgesamt eine Rechenzeit von ungefähr zehn Minuten. Die elementweise Methode identifiziert an der MULDICON 32 Lastfälle als dimensionierend. Die schichtweise Methode identifiziert 52 Lastfälle als dimensionierend. Alle von der elementweisen Methode identifizierten Lastfälle werden auch von der schichtweisen Methode identifiziert. Es fällt auf, dass 30 der mit beiden Methoden identifizierten Lastfälle aus den Designlastfällen stammen. Die elementweise Methode identifiziert nur zwei Lastfälle außerhalb der Designlastfälle, wobei es sich bei beiden Lastfällen um 2,5 g-Pull-Up-Manöver handelt. Die schichtweise Methode wiederum identifiziert 22 Lastfälle außerhalb der Designlastfälle, 21 dieser Manöver sind ebenfalls 2,5 g-Pull-Up-Manöver, nur ein Lastfall ist ein 1 g-Push-Down-Manöver.

Abbildung 5-1 zeigt, dass keine Versagensindizes über 1 berechnet werden und somit keines der Elemente versagt. Da es sich bei dem verwendeten Modell der MULDICON um ein bereits optimiertes Modell handelt, ist dies plausibel. Die Abbildung zeigt auch, dass im Großteil der Struktur geringe maximale Versagensindizes herrschen. Über zwei Drittel der Struktur weisen sogar maximale Versagensindizes unter 0,1 auf. Versagensindizes über 0,3 treten nur vereinzelt an der Vorderkante der Struktur auf und häufen sich zur Flügelspitze hin. Die vergleichsweise hohen maximalen Versagensindizes werden nur von wenigen Lastfällen erzeugt. Beispielsweise lösen nur drei Lastfälle in insgesamt acht Elementen maximale Versagensindizes über 0,9 aus. Insgesamt besitzt die Struktur große Festigkeitsreserven und weist nur vereinzelte Lastspitzen auf.

Die Abbildung 5-2 zeigt die elementweise dimensionierenden Lastfälle. Die Verteilung besitzt eine Symmetrie um die Mittelachse der MULDICON. Nur wenige Elemente weichen von der Symmetrie ab, diese liegen in Bereichen mit niedrigen Versagensindizes und lassen sich durch numerische Ungenauigkeiten erklären. Ein Großteil des Rumpfbereiches wird durch 1 g-Rollmanöver dimensioniert. In diesem Bereich sind viele Systeme an den Rumpf angebunden, welche bei Rollmanövern starke Trägheitslasten in den Rumpf einleiten. Die 1 g-Rollmanöver sind außerdem im hinteren Teil der Flügel dimensionierend, da während des Rollens starke aerodynamische Kräfte an den Querrudern entstehen, welche hier in die Struktur übertragen werden und zu hohen

Torsionsmomenten führen. Der größte Teil des äußeren Flügelbereiches wird durch die -1,8 g-Push-Down-Manöver dimensioniert. Die betraglich größeren 4,5 g-Pull-Up-Manöver sind dagegen nur in wenigen Elementen im Rumpfbereich und an den Flügelspitzen dimensionierend. Zurückzuführen ist dies auf die starke Schränkung der MULDICON-Flügel, welche die Längsstabilität erhöhen soll. Im Normalflug erzeugt der äußere Teil der Flügel Abtrieb, während der Auftrieb hauptsächlich im inneren Teil der Flügel und im Rumpfbereich generiert wird. Bei den Pull-Up-Manövern erzeugen nur noch die Flügelspitzen Abtrieb und der Rest des Flügels Auftrieb. Im äußeren Flügelbereich überlagern sich die entgegengesetzten Querkraft und die Biegemomente und entlasten so die Struktur. Bei den Push-Down-Manövern erzeugt hingegen der gesamte Flügel Abtrieb. Alle generierten Querkraft und Biegemomente besitzen dieselben Vorzeichen und erzeugen so innerhalb der Flügel betraglich größere Schnittkräfte. Im hinteren Rumpfbereich, in den Flügelspitzen und im Bereich der Treibstofftanks sind die 3,0 g-Roll+Pull-Up-Manöver dimensionierend. In all diesen Bereichen treten bei den Manövern hohe Trägheitslasten auf. Im Rumpfbereich und Tankbereich durch das Beschleunigen der Systeme und des Treibstoffes durch den Pull-Up, im Flügelspitzenbereich durch die wegen des langen Hebelarmes hohe Rotationsbeschleunigung während der Rollbewegung. Eine detaillierte Betrachtung der Verteilung der maximalen Versagensindizes und der elementweise dimensionierenden Lastfälle auf der Oberseite der MULDICON findet sich in [8], [9].

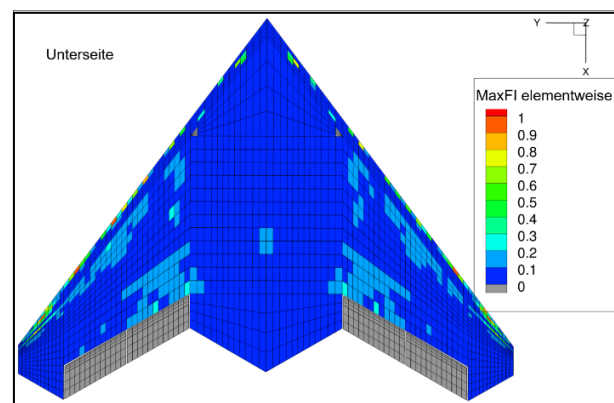


Abbildung 5-1 Unterseite der MULDICON mit den elementweise maximalen Versagensindizes

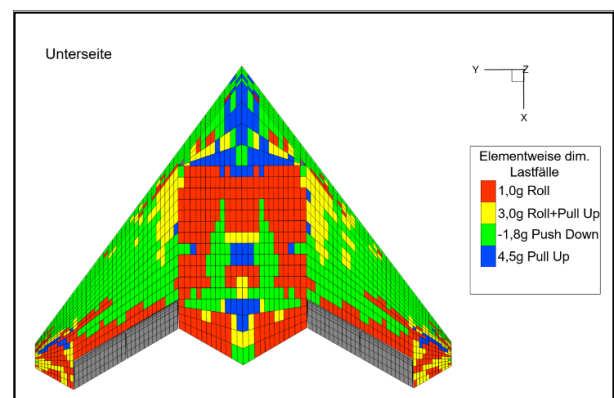


Abbildung 5-2 Elementweise dimensionierenden Lastfälle auf der Unterseite der MULDICON

5.1. Plausibilitätsprüfung und Vergleich der dimensionierenden Lastfälle

Der Vergleich der von den verschiedenen Methoden als dimensionierend identifizierten Lastfälle (siehe Abbildung 5-3) zeigt, dass es einen Kern von Lastfällen gibt, den alle Methoden identifizieren. Interessant ist, dass dieser Kern ausschließlich aus Designlastfällen besteht. Außerdem gibt es Lastfälle, die nur von der schichtweisen oder nur von der Schnittlastmethode identifiziert werden. Alle von der elementweisen Methode identifizierten Lastfälle werden ebenfalls von der schichtweisen Methode identifiziert, da ein elementweise maximaler Lastfall auch innerhalb einer der Schichten maximal sein muss. Einige der von der schichtweisen und der Schnittlastmethode identifizierten Lastfälle werden allerdings nicht von der elementweisen Methode identifiziert.

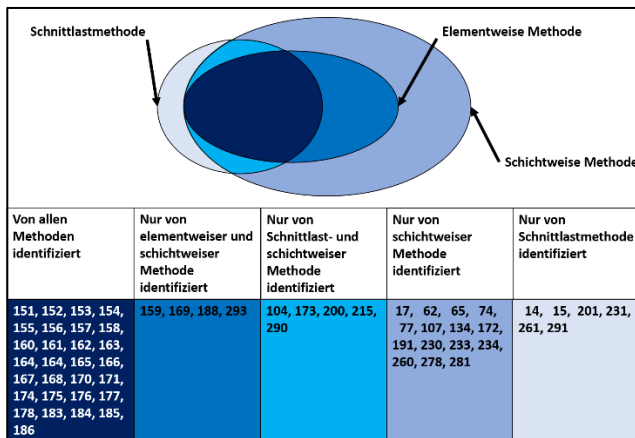


Abbildung 5-3 Vergleich der identifizierten Lastfälle

Insgesamt identifiziert die Schnittlastmethode 39 Lastfälle, somit weniger als die schichtweise Methode, aber mehr als die elementweise Methode. Damit unterscheidet sich die Ergebnisse von den Resultaten der von Huxel [10] getesteten Methoden (siehe Kapitel 2.2). Diese identifizierten ausnahmslos mehr Lastfälle als die Schnittlastmethode, und zwar bis zu dreimal so viele. Außerdem wurden die Lastfälle der Schnittlastmethode auch vollständig durch Huxels neue Methoden identifiziert.

Insgesamt werden 247 Lastfälle von keiner der Methoden als dimensionierend identifiziert. Dies war so zu erwarten und zeigt, dass alle Methoden in der Lage sind, einen großen Teil der Lastfälle auszusortieren. Ebenso zu erwarten war, dass viele Lastfälle von allen Methoden eindeutig als dimensionierend identifiziert werden. Interessanter sind die Lastfälle, welche nur eine oder zwei der Methoden identifizieren. Beispielsweise die Lastfälle 14 und 15, welche nur die Schnittlastmethode erkennt. Dies könnte auf zwei Phänomene hindeuten: Entweder übersehen die Methoden auf Ebene der finiten Elemente Lastfälle, die eigentlich dimensionierend sein sollten, oder die Schnittlastmethode identifiziert irrelevante Lastfälle. Auch Lastfall 77 zeigt ein interessantes Phänomen. Er wird nur von der schichtweisen Methode identifiziert. Möglich wäre, dass die schichtweise Methode zu empfindlich ist und Lastfälle fälschlicherweise identifiziert oder hier eine sehr lokale Spannungsspitze auftritt, die auf eine oder wenige Schichten begrenzt ist. Im Folgenden werden die Phänomene der Lastfälle 15 und 77 näher untersucht.

5.1.1. Betrachtung des Lastfalls 15

Nur die Schnittlastmethode identifiziert Lastfall 15. Es handelt sich um eine -1 g-Push-Down-Manöver. Wie in Abbildung 5-4 zu sehen, erzeugt der Lastfall innerhalb der Struktur sehr niedrige Versagensindizes und wird dementsprechend richtigerweise von den Methoden auf Ebene der finiten Elemente nicht identifiziert.

Lastfall 15 wird an nur einer Monitoring Station Schnittlastmethode als dimensionierend identifiziert. Der Plot der Schnittlasten (siehe Abbildung 5-5) zeigt, dass Lastfall 15 zwar auf der Lastenveloppe liegt, aber sehr geringe Querkräfte F_z und Torsionsmomente M_y in die Struktur einleitet. Auch die Schnittlasten zeigen also, dass dieser Lastfall keine hohen Beanspruchungen erzeugt. Aufgrund der graphischen Vorgehensweise der Schnittlastmethode wird er dennoch identifiziert. Dies ist ein bekanntes Problem der Identifizierung der Lastfälle durch Enveloppen, welches auch bei den von Huxel [10] entwickelten Methoden auftritt. Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente weisen dieses Problem nicht auf, da hier die Identifizierung nicht graphisch, sondern physikalisch vorgeht.

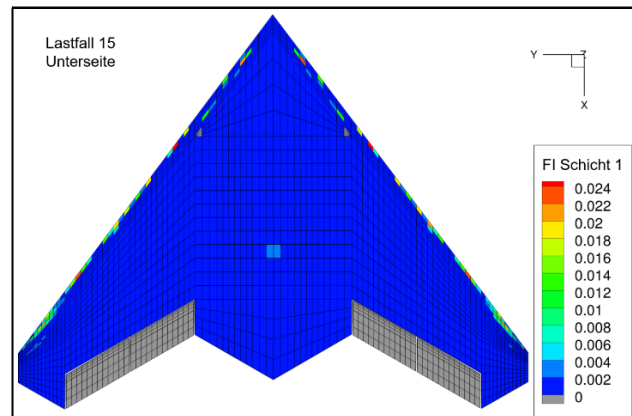


Abbildung 5-4 Unterseite der MULDICON mit den Versagensindizes FI des Lastfall 15 in 0°-Schicht 1

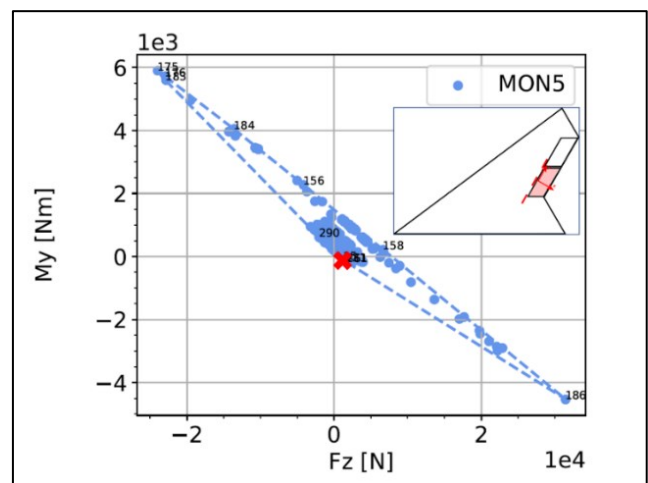


Abbildung 5-5 In Rot markiert Lastfall 15 auf der Lastenveloppe der MULDICON an Monitoring Station 5

5.1.2. Betrachtung des Lastfalls 77

Eine genauere Betrachtung des nur von der schichtweisen Methode identifizierten Lastfalls 77, eines 2,5g-Pull-Up-Manövers, zeigt, dass er in der gesamten Struktur keinen Versagensindex über 0,17 erzeugt (siehe Abbildung 5-6). Der Lastfall ist lediglich in zehn auf vier Elemente verteilten Schichten dimensionierend und erzeugt in keiner dieser Schichten einen Versagensindex über 0,01. Zwar erzeugt Lastfall 77 auch größere Versagensindizes in anderen Elementen und Schichten. In diesen ist er jedoch nicht dimensionierend, da dort ein anderer Lastfall noch größere Versagensindizes erzeugt und dementsprechend dimensionierend ist. In den Elementen, in denen Lastfall 77 dimensionierend ist, müssten sich die herrschenden Spannungen mehr als verzehnfachen, um einen Versagensindex über 1 zu erzeugen. Nur eine starke Reduzierung der Hautdicke würde in diesem Bereich zu Versagen führen. Da die Hautdicke in diesen Elementen aber bereits den minimal möglichen Wert beträgt, trägt Lastfall 77 nicht zum Optimierungsprozess bei, im Gegenteil: Er verlängert die notwendige Rechenzeit.

In der ungekürzten Arbeit [8], [9] werden noch weitere von der Methode auf Ebene der finiten Elemente identifizierte Lastfälle betrachtet, mit dem Ergebnis, dass auch diese fälschlicherweise als dimensionierend identifiziert werden.

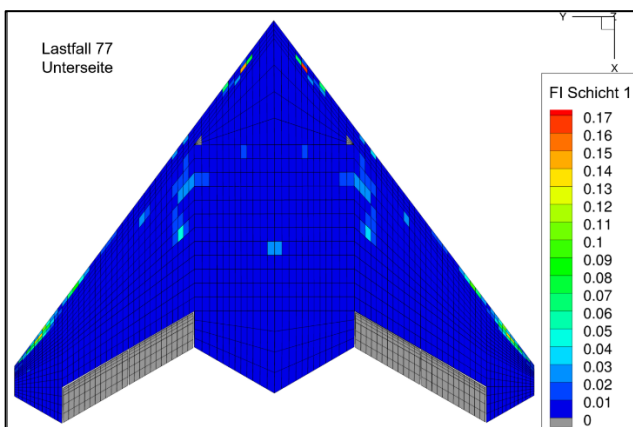


Abbildung 5-6 Unterseite der MULDICON mit den Versagensindizes FI des Lastfall 77 in 0°-Schicht 1

5.1.3. Erweiterung des Auswahlkriteriums

Die untersuchten Spezialfälle zeigen, dass die elementweise und die schichtweise Methode irrelevante, die Struktur wenig belastende Lastfälle als dimensionierend identifizieren. Wichtig hierbei ist, dass nicht die Umsetzung der Methoden auf Ebene der finiten Elemente fehlerhaft ist, sondern das zugrundeliegende Auswahlkriterium nicht ausreicht. Viele der Lastfälle, die in niedrig belasteten Bereichen der Struktur maximale Versagensindizes erzeugen, belasten auch die restliche Struktur nur wenig. Da die MULDICON-Struktur über hohe Festigkeitsreserven verfügt, besitzt sie große niedrig belastete Bereiche, in denen viele irrelevante Lastfälle als dimensionierend identifiziert werden.

Um diese Lastfälle auszufiltern und damit die Rechenzeit der Optimierung zu verkürzen, wird das Auswahlkriterium

erweitert. Es wird ein Grenzwert festgelegt, den der maximale Versagensindex überschreiten muss, damit der zugehörige Lastfall als dimensionierend identifiziert wird. Damit wird, wie in Kapitel 2.3 vorgeschlagen, die Relevanz der identifizierten Lastfälle anhand der maximalen Versagensindizes beurteilt. In dieser Arbeit wird ein Grenzwert von 0,3 verwendet. Eine Diskussion zur Höhe des Grenzwertes findet sich [8], [9]. Die Abbildung 5-7 zeigt die Ergebnisse der Rechnung mit dem Grenzwert 0,3, alle grauen Elemente werden aussortiert.

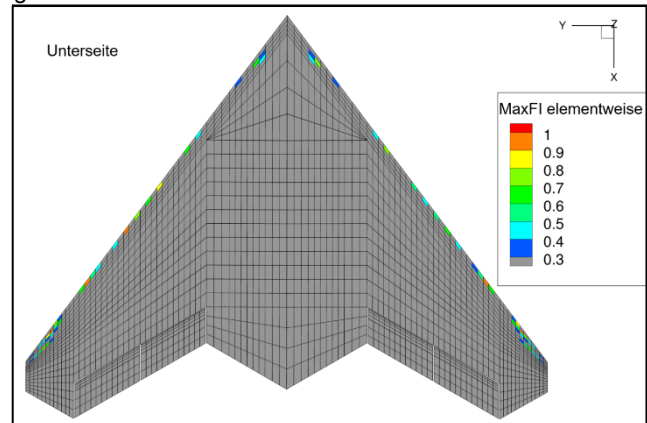


Abbildung 5-7 Unterseite der MULDICON mit den elementweise maximalen Versagensindizes FI über 0,3. Alle grau dargestellten Elemente werden durch den Filter aussortiert

Durch den Grenzwert wird ein immenser Teil der Elemente und Schichten aussortiert. Dies reduziert auch die Anzahl der als dimensionierend identifizierten Lastfälle drastisch. Beide Methoden auf Ebene der finiten Elemente identifizieren nur noch neun Lastfälle. Die identifizierten Lastfälle beider Methoden sind identisch und stammen alle aus den Designlastfällen. Eine Optimierung mit nur neun Lastfällen verspricht deutlich kürzere Rechenzeiten pro Optimierungszyklus. Es ist aber möglich, dass der Grenzwert zu progressiv ist und die geringe Anzahl an dimensionierenden Lastfällen dafür sorgt, dass eine höhere Anzahl an Optimierungszyklen notwendig ist, um eine Konvergenz zu erreichen. Damit könnte der Vorteil der kürzeren Optimierungszyklen verloren gehen.

Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente mit 0,3-Grenzwert identifizieren auch im Vergleich mit der Schnittlastmethode deutlich weniger Lastfälle. Daraus und aus der Betrachtung des Lastfall 15 (Siehe Kapitel 5.1.1) ist zu schließen, dass die Schnittlastmethode ebenfalls irrelevante Lastfälle identifiziert. Dies geschieht, da die rein graphische Vorgehensweise der Identifizierung mit Enveloppen oftmals Lastfälle mit vergleichsweise niedrigen Schnittlasten identifiziert. Die Ergebnisse der von Huxel [10] entwickelten Methoden zeigen dasselbe Phänomen. Sie nutzen ebenso die Identifizierung der Lastfälle durch Enveloppen. Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente mit Grenzwert hingegen bieten einen Weg, dieses Problem zu umgehen. Dadurch, dass die maximalen Versagensindizes die tatsächlich in der Struktur herrschende Belastung repräsentieren, können diese genutzt werden, um die Relevanz der Lastfälle zu beurteilen und die Anzahl der identifizierten Lastfälle zu senken. Ob und wie sich die Anzahl der Lastfälle auf die Optimierung auswirkt, wird näher in Kapitel 5.2 betrachtet.

5.1.4. Betrachtung lokaler Lastspitzen

An der Vorderkante der MULDICON treten lokale hohe Versagensindizes auf (Siehe Abbildung 5-1). Diese sind auf unrealistisch verteilte aerodynamische Punktlasten zurückzuführen, für mehr Details siehe [8], [9]. Die hohen Punktlasten an der Vorderkante sind zwar unrealistisch, sie bieten aber dennoch ein gutes Beispiel für ein lokales Phänomen, das von den Methoden auf Ebene der finiten Elemente identifiziert wird. Die Methoden sind in der Lage, solche lokale Lastspitzen zu erkennen und die verursachenden Lastfälle als dimensionierend zu identifizieren. Im Fall der MULDICON ist es aber so, dass diese Lastfälle ebenfalls hohe Schnittlasten erzeugen und auch die Schnittlastmethode sie als dimensionierend identifiziert. Es konnte kein Lastfall gefunden werden, der lokal maximale Versagensindizes über 0,3 erzeugt und nicht auch von der Schnittlastmethode als dimensionierend identifiziert wird. Dafür kann es verschiedene Erklärungen geben. Einerseits könnte die Schnittlastmethode besser als anfangs angenommen dafür geeignet sein, auch an gedungenen und mehrfach unbestimmten Strukturen die dimensionierenden Lastfälle zu identifizieren. Hierfür spricht auch die Arbeit von Huxel [10], die zu dem Schluss kommt, dass die Schnittlastmethode an der MULDICON ausreichende Ergebnisse liefert. Andererseits betrachten diese und Huxels Arbeit nur Manöverlastfälle, in denen die auf die Struktur wirkenden Lasten meist sehr global sind und nur wenige lokale Spitzen zeigen. Andere Lastfälle, wie Böenlastfälle oder Landestöße könnten deutlich mehr lokale Lastspitzen bei geringen Schnittlasten aufweisen. Es wäre sinnvoll, die MULDICON auch mit einem Set solcher Lastfälle zu untersuchen. Die starke Überdimensionierung großer Teile der MULDICON sorgt außerdem dafür, dass viele Lastfälle mit lokalen Lastspitzen, wie Lastfall 77, meist nur niedrige Versagensindizes erzeugen und deshalb nicht für die Dimensionierung relevant sind.

5.1.5. Vorteil der schichtweisen Methode

Die schichtweise Methode besitzt einen Vorteil gegenüber der elementweisen Methode. Die schichtweise Methode identifiziert oftmals unterschiedliche Lastfälle innerhalb eines Elements als dimensionierend. Durch die unterschiedlichen Orientierungen und die Anisotropie der unidirektionalen Schichten, sowie die beim selben Lastfall von Schicht zu Schicht unterschiedlichen Dehnungszustände, weisen die Einzelschichten andere Empfindlichkeiten gegenüber unterschiedlicher Belastungsarten auf. Die schichtweise Methode ist in der Lage, diese unterschiedlichen Empfindlichkeiten zu repräsentieren, indem sie in jeder Schicht einen Lastfall identifiziert und es so möglich macht, in einem Element mehrere andersartig dimensionierende Lastfälle zu erkennen. Dadurch ist die schichtweise Methode genauer als die elementweise Methode. Auch stellt die schichtweise Methode keinen Mehraufwand dar, da für die elementweise Methode ebenfalls die Versagensindizes aller Schichten berechnet und verglichen werden müssen. Insgesamt ist die schichtweise Methode mit Grenzwert der elementweisen Methode vorzuziehen.

5.1.6. Potential der Ergebnisvisualisierung

Die Darstellung der dimensionierenden Lastfälle und der maximalen Versagensindizes in Abbildung 5-1 und

Abbildung 5-2 zeigt, dass die Methode auf Ebene der finiten Elemente nicht nur zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle genutzt werden kann, sondern auch dabei hilft, die Lasten und Lastpfade innerhalb der Struktur zu visualisieren und nachzuvollziehen. Hochbelasteten Bereichen der Struktur kann direkt das verursachende Manöver zugeordnet werden. Damit kann die neue Methode helfen, das Verhalten neuartige Strukturen schneller und besser zu verstehen. Zusätzlich erleichtert es die Erkennung möglicher Fehler bei der Modellierung. All dies ist auch ohne die Methode auf Ebene der finiten Elemente mit Mehraufwand möglich, wird aber durch diese direkt in den Vorentwurfsprozess integriert.

5.2. Optimierung der MULDICON mit auf Ebene der finiten Elemente als dimensionierend identifizierten Lastfällen

Nach der Plausibilitätsprüfung der Ergebnisse ist es nun notwendig, die Anwendbarkeit der Identifizierung der dimensionierenden Lastfälle auf Ebene der finiten Elemente im MONA-Vorentwurfsprozess zu prüfen. Hierzu werden zwei Testoptimierungen durchgeführt. Einmal wird die MULDICON mit auf Ebene der finiten Elemente als dimensionierend identifizierten Lastfällen optimiert. Zur Identifizierung der Lastfälle wird die schichtweise Methode mit 0,3-Grenzwert verwendet. Zum Vergleich wird die zweite Optimierung mit der klassischen Schnittlastmethode durchgeführt. Zur Integration der schichtweisen Methode in den MONA-Vorentwurfsprozess müssen zwei zusätzliche Schritte eingebaut werden. Nach der Berechnung der Lasten durch den LoadsKernel führt die MSC.Nastran SOL101 eine linear statische Analyse durch, um die Spannungen in jeder Schicht jedes Elements unter jedem Lastfall zu berechnen. Danach werden mit der schichtweisen Methode mit 0,3-Grenzwert die dimensionierenden Lastfälle bestimmt, welche dann in die Strukturoptimierung mit SOL 200 eingehen. Insgesamt werden jeweils vier Optimierungszyklen mit beiden Methoden durchgeführt. Die Zyklen erhielten die Namen Loadloop 0 bis Loadloop 3.

Abbildung 5-8 zeigt die Anzahl der in den einzelnen Optimierungszyklen identifizierten Lastfälle. Die schichtweise Methode wechselt zwischen zwei sehr unterschiedlichen Sets an Lastfällen. In Loadloop 0 und Loadloop 2 werden mit 27 und 26 identifizierten Lastfällen deutlich mehr als bei der vorherigen Untersuchung der optimierten MULDICON identifiziert. In Loadloop 1 und Loadloop 3 hingegen, identifiziert die schichtweise Methode nur zehn, in beiden Loadloops übereinstimmende, Lastfälle. Die Schnittlastmethode identifiziert in jedem Loadloop mehr Lastfälle als die schichtweise Methode. Auch hier wechseln sich Sets an Lastfällen ab, wobei die Unterschiede zwischen den Sets geringer ausfallen. In Loadloop 0 und Loadloop 2 werden 33 Lastfälle als dimensionierend identifiziert, in Loadloop 1 und 3 39 Lastfälle. Die in Kapitel 5.1 beschriebene Identifizierung von Lastfällen mit niedrigen Schnittlasten und niedrigen Versagensindizes findet auch hier statt, beispielsweise wird der ebenfalls in Kapitel 5.1 untersuchte Lastfall 15 in allen Loadloops als dimensionierend identifiziert. Die höhere Anzahl der von der Schnittlastmethode identifizierten Lastfälle sorgt für eine deutlich höhere Rechenzeit der SOL200. Diese höhere Rechenzeit entspricht in etwa der zur Anwendung der

schichtweisen Methode nötigen Rechenzeit. Die Optimierungszyklen mit beiden Methoden besitzen insgesamt ähnliche Zykluszeiten. Bei einem komplexeren Modell mit mehr zu untersuchenden Lastfällen würde die verringerte Anzahl der identifizierten Lastfälle wahrscheinlich zu einer kürzeren Zykluszeit unter Verwendung der schichtweisen Methode führen.

Das Strukturgewicht nach den Optimierungszyklen (siehe Abbildung 5-8) schwankt, ähnlich wie die identifizierten Lastfälle, zwischen zwei Zuständen. Im schwereren Zustand nach Loadloop 0 und 2 wiegt die Struktur ungefähr 1.470 kg mit sinkender Tendenz. Im leichteren Zustand nach Loadloop 1 und 3 wiegt die Struktur ungefähr 1.380 kg mit gleichbleibender Tendenz. Im Vergleich zu Bramsiepes Optimierung [1], scheint noch keine vollständige Konvergenz der Ergebnisse eingetreten zu sein. Da die Konvergenz bei beiden Methoden ähnlich ist, ist die wahrscheinlichste Erklärung, dass das Weglassen der in den vorherigen Optimierungen beachteten Böenlastfälle die Konvergenz beeinflusst. Für genauere Aussagen müssten weitere Optimierungen mit anderen Lastfallsets oder mehr Loadloops durchgeführt werden. Die Optimierung wird nach Loadloop3 beendet, da das Strukturgewicht und auch die Strukturdimensionen stark dem konvergierten Ergebnis der Optimierung Bramsiepes [1] ähneln.

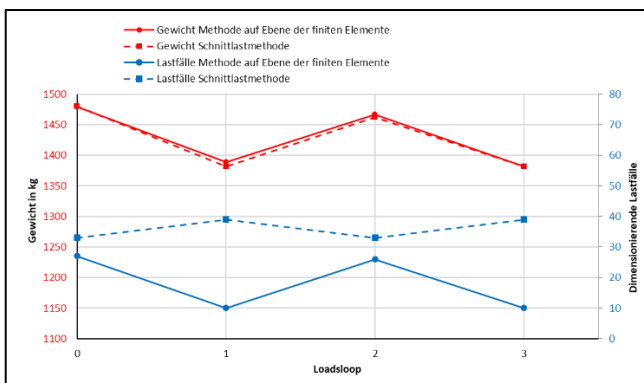


Abbildung 5-8 Vergleich der von beiden Methoden als dimensionierend identifizierten Lastfälle in blau und des sich nach den Optimierungszyklen ergebenden Strukturgewichts in rot

Interessant ist, dass sich die Strukturgewichte zwischen den Methoden kaum unterscheiden. Dies bedeutet, dass die zehn in Loadloop 3 von der schichtweisen Methode als dimensionierend erkannten Lastfälle zu beinahe dem gleichen Strukturgewicht führen wie die 39 von der Schnittlastmethode erkannten Lastfälle. Nicht nur ihr Gewicht, sondern auch die optimierten Strukturen ähneln sich stark (siehe Abbildung 5-9). Nach beiden Optimierungen wurde die Struktur lediglich an der Vorderkante der Flügel aufgedickt. Die größten Aufdickungen sind an den Flügelspitzen auf Ober- und Unterseite, sowie auf der Unterseite im Rumpfbereich zu finden. Eine Überprüfung der Strukturen mit SOL101 unter Einbezug aller Lastfälle zeigt, dass nach Loadloop 3 in keiner der beiden optimierten Strukturen ein Versagensindex über 1 auftritt. Die Optimierung ist mit beiden Methoden gelungen. Die schichtweise Methode mit 0,3-Grenzwert ist an der MULDICON in der Lage, die 306 untersuchten Lastfälle auf zehn zu reduzieren und dennoch

ein beinahe identisches Optimierungsergebnis wie unter Verwendung der Schnittlastmethode hervorzubringen. Auch auf die Konvergenz der Optimierung scheint die Reduzierung der Lastfälle keinen Einfluss zu haben.

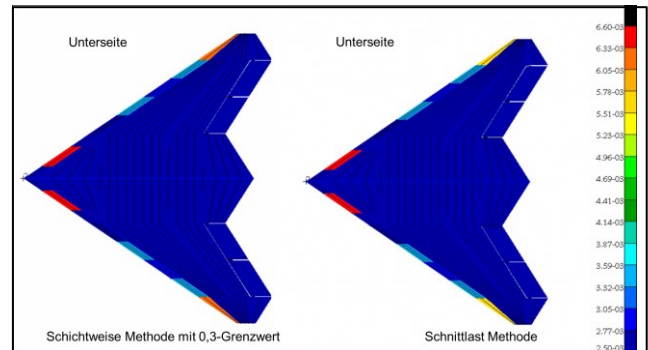


Abbildung 5-9 Hautdicke in m auf der Unterseite der mit der schichtweisen Methode links und der Schnittlastmethode rechts optimierten MULDICON nach Loadloop3

6. ZUSAMMENFASSUNG

Diese Arbeit ist eine Zusammenfassung der gleichnamigen 2020 an der HAW Hamburg publizierten Bachelorarbeit [8], [9]. Sie entwickelt, implementiert und testet zwei Varianten einer neuen Methode zur Identifizierung dimensionierender Lastfälle. Grundstein der neuen Methode ist die Finite-Elemente-Analyse. Die Lastfälle werden direkt aus den Spannungen auf Ebene der finiten Elemente identifiziert, indem mit Hilfe von Versagenshypothesen für jedes Element und jeden Lastfall aus den Elementspannungen Versagensindizes berechnet werden. Die Versagensindizes aller Lastfälle werden elementweise verglichen und der den elementweit maximalen Versagensindex erzeugende Lastfall wird als dimensionierender Lastfall identifiziert. Die Funktionsweise wird genauer in Kapitel 2.3 erläutert. Die neuen Methoden werden als Methoden auf Ebene der finiten Elemente bezeichnet und werden in dieser Arbeit an der Nurfügelkonfiguration MULDICON erprobt und mit der klassischen Schnittlastmethode verglichen.

Dabei wurden folgende Erkenntnisse gewonnen:

- Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente sind detaillierter als die Schnittlastmethode und unabhängig von der Form der Struktur und der Position der Schnitte.
- Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente sind aufwendiger und benötigen zusätzliche Rechenzeit.
- Entgegen der Erwartungen kann die Schnittlastmethode an der MULDICON alle dimensionierenden Lastfälle aus einem Set Manöverlastfälle identifizieren.
- Die Methoden auf Ebene der finiten Elemente bieten gute Visualisierungs- und Interpretationsmöglichkeiten.

Kapitel 5 zeigt, dass die neuen Methoden detaillierter und realitätsnäher sind, da sie auf der Finiten-Elemente-Methode aufbauen und die Lastfälle direkt durch die physikalische Interpretation aller in der Struktur herrschenden Spannungen bestimmen. Auch sind die Methoden auf Ebene der finiten Elemente allgemeingültiger, da die Qualität der Ergebnisse ist nicht wie bei der Schnittlastmethode von der „Balkenähnlichkeit“ der Struktur oder der Position der Schnitte abhängt. Die neuen Methoden machen es außerdem unwahrscheinlicher, dimensionierende Lastfälle zu übersehen, da sie die Spannungen jedes Elements betrachten.

Die Plausibilitätsprüfung der Ergebnisse in Kapitel 5.1 zeigt, dass die Methoden auf Ebene der finiten Elemente alle lokal dimensionierenden Lastfälle erkennen können. Jedoch ist auch die Schnittlastmethode in der Lage, alle dimensionierenden Lastfälle zu identifizieren. Dies stimmt mit den Erkenntnissen Maren Huxels [10] überein. Es spricht in beiden Arbeiten nichts gegen die Verwendung der Schnittlastmethode an Nurflügelkonfigurationen, allerdings wird jeweils auch nur die Struktur der MULDICON unter Manöverlastfällen untersucht.

Wie Kapitel 5.1.6 demonstriert, bieten die Methoden auf Ebene der finiten Elemente bereits früh im Vorentwurfsprozess weitreichende Visualisierungs- und Interpretationsmöglichkeiten. Durch die Visualisierungen sind tiefe Einblicke in das Verhalten der Struktur möglich. Außerdem ist es durch die Interpretation der zu den dimensionierenden Lastfällen gehörenden maximalen Versagensindizes möglich, die physikalische Relevanz der Lastfälle zu beurteilen. In Kapitel 5.1.3 und 5.2 wird dies genutzt, um irrelevante Lastfälle auszusortieren und so die Rechenzeit der Strukturoptimierung zu senken, ohne die Ergebnisse des Vorentwurfs zu beeinflussen.

6.1. Ausblick

Diese Arbeit deutet auf ein Potential der Methoden auf Ebene der finiten Elemente hin, welches sich nicht nur auf Nurflügelkonfigurationen beschränkt. Besonders die Visualisierungsmöglichkeiten und die Reduzierung der als dimensionierend identifizierten Lastfälle sollten auch im Entwurfsprozess konventioneller Flugzeugkonfigurationen von Nutzen sein. Deshalb werden in Bramsiepe et al. [21], die Methoden auf Ebene der finiten Elemente an der Drachenkonfiguration XRF-1 getestet. Ziel ist es herauszufinden, ob die neuen Methoden auch an klassischen Drachenkonfigurationen in der Lage sind, die Anzahl der identifizierten Lastfälle zu senken, ohne die Optimierungsergebnisse zu beeinflussen, und ob man so die Rechenzeit des MONA-Vorentwurfsprozesses verkürzen kann.

Literaturverzeichnis

- [1] K. Bramsiepe, A. Voß, und T. Klimmek, „Design and sizing of an aeroelastic composite model for a flying wing configuration with maneuver, gust, and landing loads“, *CEAS Aeronaut. J.*, Apr. 2020, doi: 10.1007/s13272-020-00446-x.
- [2] C. M. Liersch, A. Schütte, M. Siggel, und J. Dornwald, „Design studies and multi-disciplinary assessment of agile and highly swept flying wing configurations“, *CEAS Aeronaut. J.*, Mai 2020, doi: 10.1007/s13272-020-00453-y.
- [3] J. R. Wright und J. E. Cooper, *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*, Second edition. Chichester, West Sussex, England: Wiley, 2014.
- [4] A. Voß, „Design and Structural Optimization of a Flying Wing of Low Aspect Ratio Based on Flight Loads“, Dissertation, Technische Universität Berlin, Göttingen, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/134626/>
- [5] R. Storck, *Flying Wings: die historische Entwicklung der Schwanzlosen- und Nurflügelflugzeuge der Welt*. Bonn: Bernard & Graefe, 2003.
- [6] T. Klimmek, „Parametric Set-Up of a Structural Model for FERMAT Configuration for Aeroelastic and Loads Analysis“, *J. Aeroelasticity Struct. Dyn.*, Nr. 2, S. 31–49, Mai 2014, doi: 10.3293/asdj.2014.27.
- [7] A. Voss und T. Klimmek, „Design and Sizing on a Parametric Structural Model for a UCAV Configuration for Loads and Aeroelastic Analysis“, *CEAS Aeronaut. J.*, Bd. 8, S. 67–77, 2017.
- [8] M. Herberhold, „Identifizierung dimensionierender Lastfälle auf Ebene finiter Elemente an einer Nurflügelstruktur im Vergleich zur Schnittlastmethode“, Bachelorarbeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Hamburg, Germany, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/arbeiten/TextHerberhold.pdf>
- [9] M. Herberhold, „Identifizierung dimensionierender Lastfälle auf Ebene finiter Elemente an einer Nurflügelstruktur im Vergleich zur Schnittlastmethode“, Bachelorarbeit, Institut für Aeroelastik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, Germany, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/136468/>
- [10] M. Huxel, „Vergleich von Verfahren zur Identifikation von kritischen Entwurfslastfällen an hochintegrierten Flugzeugkonfigurationen“, Master Arbeit, Technische Universität München, München, 2019.
- [11] E. Torenbeek, *Advanced aircraft design: conceptual design, analysis, and optimization of subsonic civil airplanes*. Chichester: Wiley, 2013.
- [12] E. Unay, D. Gurak, V. Ozerciyes, A. Uzunoglu, H. Kestek, und D. Cikrikci, „Tool Development for Aircraft Loads Post-Processing“, gehalten auf der 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brisbane, Australia, Sep. 2012. [Online]. Verfügbar unter: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/ABSTRACTS/677.HTM
- [13] M. Neubauer und G. Günther, „Aircraft Loads“. DaimlerChrysler Aerospace GmbH, März 2001.
- [14] „Draufsicht eines Airbus A340“, *toppng.com*. <https://toppng.com/airbus-a-airplane-transparent-png->

free-download-plan-view-of-aircraft-PNG-free-PNG-Images_264678 (zugegriffen Aug. 06, 2020).

- [15] T. Klimmek, M. Schulze, M. Abu-Zurayk, C. Ilic, und A. Merle, „cpacs-MONA – An independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations“, *IFASD 2019 - Int. Forum Aeroelasticity Struct. Dyn.*, S. 21, 2019.
- [16] A. Voß, „An Implementation of the Vortex Lattice and the Doublet Lattice Method“, Institut für Aeroelastik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, Germany, 2020. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/136536/>
- [17] A. Voß, „Loads Kernel User Guide“, Institut für Aeroelastik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, Germany, 2021. [Online]. Verfügbar unter: <https://elib.dlr.de/140268/>
- [18] H. A. Eschenauer, J. Geilen, und H. J. Wahl, „SAPOP“, in *Software Systems for Structural Optimization*, H. R. E. M. Hörnlein und K. Schittkowski, Hrsg. Basel: Birkhäuser Basel, 1993. doi: 10.1007/978-3-0348-8553-9_11.
- [19] European Aviation Safty Agency, „Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25“. 2020. [Online]. Verfügbar unter: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25_Amdt%203_19.09.07_Consolidated%20version.pdf
- [20] J. Katz and und A. Plotkin, „Low-Speed Aerodynamics, Second Edition“, *J. Fluids Eng.*, Bd. 126, Nr. 2, S. 293–294, März 2004, doi: 10.1115/1.1669432.
- [21] K. Bramsiepe, M. Herberhold, und A. Voß, „Aeroelastic Load Selection Based on Failure Indices on Finite Element Level“, *CEAS Aeronaut. J.*, 2021.